

Fig. 2.

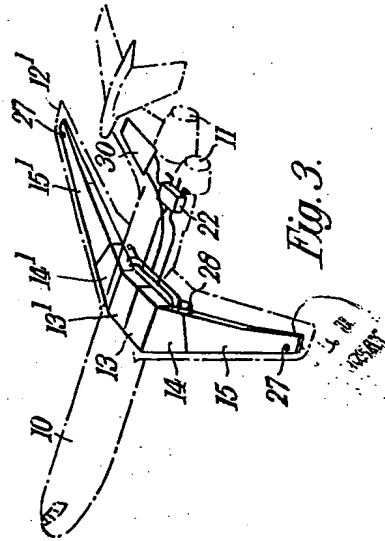


Fig. 3.

# BREVET D'INVENTION

P.V. n° 92.939

N° 1.511.741

Classification internationale :

B 64 c

**Installation perfectionnée de réservoirs à carburant, pour avions.**

Société dite : BRITISH AIRCRAFT CORPORATION (OPERATING) LIMITED résidant en Grande-Bretagne.

**Demandé le 30 janvier 1967, à 14<sup>h</sup> 8<sup>m</sup>, à Paris.**

Délivré par arrêté du 26 décembre 1967.

(Bulletin officiel de la Propriété industrielle, n° 5 du 2 février 1968.)

(Demande de brevet déposée en Grande-Bretagne le 31 janvier 1966, sous le n° 4.247/1966, au nom de la demanderesse.)



La présente invention concerne une installation perfectionnée pour l'alimentation d'avions en carburant. Elle est particulièrement applicable à un avion comportant des ailes en flèche, ou en forme de delta, vues en plan. L'invention a pour but de permettre d'effectuer les modifications souhaitables de l'assiette de l'avion au fur et à mesure que du carburant est consommé en vol par le ou les moteurs, en utilisant un moyen relativement simple, nécessitant un minimum d'attention de la part de l'équipage de l'avion.

On sait qu'un avion en vol est équilibré de façon précise par rapport à son centre de gravité. Pour pouvoir porter des charges différentes et pour permettre une disposition variable de ces charges, un avion et en particulier un grand avion de transport de passagers, doit pouvoir supporter une certaine plage de positions longitudinales admissibles de son centre de gravité, bien qu'il existe une position optimale de ce centre de gravité pour une condition quelconque de vol donnée, et bien qu'un écart par rapport à cette position nécessite des réglages des surfaces de commande faisant intervenir une traînée supplémentaire (connue sous le nom de traînée de correction d'assiette) qui augmente à mesure que le centre de gravité s'écarte de la position optimale. Si le centre de gravité peut être maintenu dans, ou à proximité de, sa position optimale pendant la majeure partie d'un vol, la traînée due à la correction de l'assiette est réduite au minimum et il en résulte une économie sur les dépenses d'exploitation. Ceci s'applique quelle que soit la disposition des moteurs sur un avion mais le problème est cependant aggravé dans un avion à moteurs disposés à l'arrière du fait de la position avancée de la charge utile, ce qui signifie que, dans des conditions de chargement total de l'avion, le centre de gravité est situé à la limite avant de la plage

admissible de ses positions longitudinales.

Dans tous les avions, en particulier dans des avions à moteurs arrière, il est par conséquent particulièrement avantageux d'utiliser l'installation de réservoirs à carburant comme moyen de réglage optimal de la position du centre de gravité en vol en vue de réduire au minimum la traînée due à la correction de l'assiette. Ce résultat a été obtenu, antérieurement, par manœuvres du carburant et sélection de réservoirs effectuées par l'équipage de l'avion à la fois en cours de vol, à mesure que le carburant est consommé et pendant des opérations de ravitaillement. Ce procédé nécessite une installation comprenant de nombreuses pompes et soupapes de sélection.

Suivant l'invention, dans un avion comportant au moins deux réservoirs de carburant disposés dans chaque aile en position décalés longitudinalement de manière que les réservoirs latéraux soient situés plus à l'arrière que les réservoirs centraux, des moyens d'alimentation en carburant du ou des moteurs de propulsion sont agencés de manière à aspirer simultanément du carburant à partir du réservoir situé le plus à l'arrière, c'est-à-dire le réservoir latéral dans chaque aile, tandis qu'il est prévu d'autres moyens pour transférer du carburant des réservoirs centraux dans les réservoirs latéraux au fur et à mesure que le carburant est fourni par ces derniers aux moteurs, de façon que le centre de gravité de l'avion tende à se déplacer vers l'arrière à mesure que le carburant contenu dans les réservoirs d'ailes est consommé. Ce déplacement vers l'arrière du centre de gravité peut amener ce centre jusque dans sa position optimale, en cours de vol, ou bien (par exemple si l'avion est légèrement chargé) le centre de gravité peut déjà se trouver dans sa position optimale lors du décollage. Dans de telles conditions, il n'est plus nécessaire de déplacer le

un servo-moteur 182, comme on le décrira dans la suite.

Un vide-vite et un orifice de vidange 26, 26' sont reliés à chaque réservoir latéral 15, 15'. Un avantage du système à réservoirs sous pression est que du carburant est vidangé rapidement sous pression et que l'écoulement est limité seulement par les sections de passage du vide-vite et de l'orifice. Chaque réservoir latéral comporte un orifice de remplissage 27, 27' situé sur le dessus de l'aile, en son point le plus élevé (du fait du dièdre de l'aile) pour le ravitaillement par gravité. Des points 28, 28' de ravitaillement ou de vidange sous pression prévus respectivement sur chaque aile, sont reliés respectivement par l'intermédiaire d'un conduit 29 aux réservoirs 14, 14'.

Un réservoir 30 prévu dans la dérive de l'avion est également relié au conduit 29. Ce réservoir est en outre relié au réservoir collecteur 22 par l'intermédiaire d'un tuyau 31 et d'une soupape de dosage 32. Le procédé d'actionnement de cette soupape sera décrit dans la suite. Du fait qu'il est disposé en hauteur, le réservoir de dérive ne nécessite pas une mise sous pression mais il peut être vidangé par gravité.

Dans certaines circonstances qui seront décrites dans la suite, on supprime la pression dans les réservoirs d'aile, en ouvrant la soupape 251 et en fermant la soupape 181 et, dans ce cas, du fait du dièdre de l'aile, du carburant s'écoule vers l'intérieur à partir des réservoirs latéraux 15, 15' en passant par les conduits de transfert 17, 17', pour arriver dans les réservoirs 14, 14' où les pompes 20, 20' de surpression refoulent le carburant vers l'arrière jusque dans le réservoir collecteur 22. Les admissions de ces pompes sont prévues dans les parties les plus basses des réservoirs 14, 14' et elles fonctionnent seulement lorsque du carburant s'écoule vers l'intérieur par gravité.

L'agencement des boîtes régulatrices d'écoulement 16, 16' reliant les réservoirs 13, 13' et 14, 14' est tel que les réservoirs 13, 13' qui se trouvent effectivement dans la partie centrale de l'aile et qui se trouvent en fait dans la partie inférieure du fuselage, sont vidés en premier au fur et à mesure que du carburant est consommé et, lorsque la mise sous pression des réservoirs est arrêtée, du carburant s'écoule vers l'intérieur, seulement dans les réservoirs 14, 14'.

Le réservoir collecteur 22, dans ce mode de réalisation particulier, est constitué par un seul réservoir avec lequel sont raccordés les tuyaux 21, 21' partant des réservoirs d'aile et la tuyauterie 31 partant du réservoir 30 de dérive. Le réservoir 22 contient trois pompes 33 de surpression immergées et entraînées par des moteurs électriques alimentés en énergie à partir de chacun des trois circuits électriques séparés de l'avion. La pompe débite dans un collecteur

commun 35 qui est relié par trois tuyaux d'alimentation 36 avec les moteurs respectifs 11, des dispositifs de maintien de pression 37 étant prévus dans les tuyauteries. Le réservoir collecteur 22 comportant un tube d'évent 221 débouchant dans la partie supérieure de la dérive.

Un écoulement de carburant depuis les réservoirs d'ailes bâbord et tribord jusque dans le réservoir collecteur 22 est régularisé par un dispositif de dosage connu désigné en 38 et constitué principalement par des orifices, combinés avec les tuyaux d'alimentation 21, 21', qui sont successivement masqués et découverts en fonction des besoins.

L'écoulement par le tuyau 31 relié au réservoir 30 de la dérive est commandé par une soupape à flotteur (non représentée) montée dans le réservoir 22 et par une vanne 40 à deux positions commandée par un dispositif 401 sensible à l'altitude, en plus de la soupape de dosage 32 déjà mentionnée. Le dispositif 401 sensible à l'altitude peut être neutralisé manuellement, si nécessaire.

La soupape de dosage 32 est commandée par l'intermédiaire d'un dispositif de liaison 39 électrique ou (comme indiqué sur les fig. 4 à 7) mécanique à partir du stabilisateur 41 à incidence variable de l'avion, de manière à être ouverte lorsque l'incidence du stabilisateur dépasse une première valeur prédéterminée. Le servo-moteur 182 est excité par un signal électrique émis par le stabilisateur 41 et transmis par l'intermédiaire d'un conducteur 183 lorsque l'incidence dépasse une seconde valeur, légèrement supérieure à la première, de manière à assurer l'ouverture de la soupape 231 et la fermeture de la soupape 181 et ainsi à relâcher la pression dans les réservoirs d'ailes.

Les figures 4 à 7 montrent comment l'écoulement de carburant peut être commandé et par conséquent comment l'assiette de l'avion peut être réglée afin d'obtenir la position optimale de son centre de gravité (CG). Deux fonctions sont nécessaires pour obtenir ce résultat :

1° Doser le carburant s'écoulant du réservoir de la dérive dans la conduite d'alimentation de moteurs;

2° Etablir et supprimer la mise sous pression des réservoirs d'ailes.

Le réservoir 30 du distributeur est normalement rempli avant un vol, indépendamment de la charge en carburant des réservoirs d'ailes. Il est évident que le stabilisateur 41 à incidence variable de l'avion est réglé dans son ensemble en fonction de la position du centre de gravité.

La figure 4 montre l'avion en position de croisière. Dans ce cas, le fonctionnement est le suivant :

Le dispositif 401 sensible à l'altitude provoque l'ouverture de la vanne 40. En supposant que le centre de gravité se trouve dans une position

centre de gravité vers l'arrière par conséquent l'avion est de préférence pourvu d'au moins un autre réservoir de carburant à son extrémité arrière, par exemple dans la dérive, ainsi que d'un dispositif actionné en réponse à des modifications de la position du centre de gravité de l'avion et agencé pour assurer l'alimentation du ou des moteurs en carburant à partir de ce réservoir, lorsque le centre de gravité atteint une position longitudinale donnée et avec un débit qui arrête le déplacement vers l'arrière du centre de gravité en équilibrant le mouvement vers l'arrière du carburant dans les réservoirs d'ailes.

Dans les ailes, le dispositif pour transférer du carburant dans les réservoirs latéraux peut comporter un dispositif de mise sous pression des réservoirs, qui refoule le carburant dans la direction voulue. Le dispositif de mise sous pression des réservoirs d'ailes peut également être commandé en fonction de la position du centre de gravité et un autre dispositif d'alimentation en carburant peut être prévu pour soustraire du carburant des réservoirs centraux lorsque la mise sous pression est arrêtée.

La commande de la position du centre de gravité de l'avion au moyen de son carburant dans des conditions de croisière normales est assurée simplement en faisant s'écouler le carburant du réservoir arrière dans la conduite d'alimentation du ou des moteurs avec un débit approprié, lorsque le centre de gravité a atteint sa position optimale. Dans un avion, qui comporte un tel réservoir arrière dans la dérive et également un plan fixe horizontal, ou stabilisateur, à incidence variable, et dans lequel, dans des conditions de croisière, le réglage du stabilisateur constitue une indication de la position du centre de gravité de l'avion, le dosage du carburant transféré du réservoir de dérive aux moteurs peut être commandé par une soupape de dosage qui commence à s'ouvrir lorsque l'incidence du stabilisateur dépasse une valeur déterminée.

Dans un tel avion, l'incidence du stabilisateur pendant la montée, en particulier pendant la montée à grande vitesse, peut, dans certaines circonstances, différer de l'incidence qui serait utilisée dans des conditions de croisière, avec la même position du centre de gravité. Une soupape de commande sensible à l'altitude peut par conséquent être intercalée dans la conduite d'alimentation en carburant partant du réservoir de la dérive en vue d'empêcher une alimentation à partir de ce réservoir, par exemple dans des conditions de montée à grande vitesse, jusqu'à ce qu'une altitude prescrite ait été atteinte.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la suite de la description, faite en se référant au dessin annexé dans lequel :

La figure 1 est un schéma de l'installation de réservoirs à carburant suivant l'invention, super-

posée à une vue en plan d'un avion de transport comportant trois moteurs arrière et un stabilisateur à incidence variable;

La figure 2 est une vue en coupe longitudinale d'une aile montrant les réservoirs de carburant et les canalisations;

La figure 3 est une vue de trois quarts arrière de l'avion, avec superposition de l'installation de réservoirs à carburant;

Les figures 4 à 7 mettent en évidence de façon schématique le fonctionnement de l'installation dans différentes conditions.

L'avion comporte un fuselage 10, à l'arrière duquel sont montés trois moteurs à turbine à gaz 11, représentés à titre d'exemple comme des moteurs à turbine arrière. Des ailes en flèche 12, 12' contiennent une série de réservoirs à carburant incorporés, les réservoirs 13, 13' étant logés dans la partie centrale de l'aile, les réservoirs 14, 14' étant logés dans l'emplanture de l'aile tandis que les réservoirs 15, 15' sont logés dans les extrémités de l'aile. Les fonds des réservoirs 13, 13' sont reliés aux parties supérieures des réservoirs 14, 14' respectivement au moyen de régulateurs d'écoulement 16, 16'. Les fonds des réservoirs 14, 14' sont reliés aux fonds des réservoirs 15, 15' respectivement par des conduites de transfert 17, 17'. Les réservoirs sont mis sous une pression assez basse, de l'ordre de 0,20 kg/cm<sup>2</sup> par de l'air comprimé fourni localement par le système de conditionnement d'air de la cabine (ou par une source de gaz inerte sous pression), par l'intermédiaire d'une soupape 181 et d'un tuyau 18 qui débouche dans les réservoirs 13, 13'. Le carburant est extrait des réservoirs 15, 15' par des conduits 19, 19' et est transféré vers l'arrière, par l'intermédiaire des pompes 20, 20' de mise sous pression et des tuyauteries de carburant séparées 21, 21' prévues dans le fuselage, jusqu'à un réservoir collecteur 22 qui sera décrit dans la suite. Une liaison transversale pourvue de vannes appropriées est prévue pour être utilisée en cas d'urgence et est désignée dans son ensemble par la référence 23. Les réservoirs de carburant sont pourvus d'un système d'évent de type connu comportant un tube d'évent 24 assurant une circulation directe vers l'intérieur ou vers l'extérieur et qui communique avec le tuyau 18 de mise sous pression et qui comprend une soupape 25 d'évent vers l'intérieur, ou de maintien en pression, et une soupape 251 d'évent vers l'extérieur ou de régulation de pression. Le système est agencé de manière que, à une vitesse de croisière, les réservoirs puissent être mis sous pression par effet d'air en surpuissance par l'intermédiaire d'un tuyau 24 tandis que, dans d'autres conditions, la remise sous pression est maintenue par une alimentation réalisée par l'intermédiaire d'une soupape 181. Les soupapes 181 et 251 sont commandées par

avancée, l'incidence faible ou négative du stabilisateur provoque la fermeture de la soupape de dosage 32 et une mise sous pression des réservoirs d'ailes par l'intermédiaire de la soupape 181. En conséquence, du carburant se trouve retenu dans le réservoir 30 de la dérive tandis que du carburant est consommé en provenance des réservoirs latéraux 15, 15' des ailes, le carburant non utilisé étant refoulé progressivement des réservoirs centraux vers les réservoirs latéraux. La position du centre de gravité de l'avion se déplace par conséquent progressivement vers l'arrière.

Lorsque le centre de gravité atteint sa position optimale à l'extrémité arrière de sa plage admissible, l'incidence du stabilisateur a augmenté suffisamment pour provoquer l'ouverture de la soupape de dosage 32 et, du fait que la vanne 40 reste ouverte, le carburant du réservoir de la dérive est fourni aux moteurs avec un débit suffisant pour contrebalancer le déplacement du centre de gravité vers l'arrière provoqué par la consommation du carburant des réservoirs d'ailes. La soupape de dosage 32 s'ouvre pour des valeurs d'incidence du stabilisateur situées dans une plage limitée et le débit d'alimentation en carburant provenant du réservoir de la dérive est automatiquement réglé de manière à contrebalancer le déplacement du centre de gravité vers l'arrière. La position arrière du centre de gravité est conservée tant que l'alimentation en carburant est assurée à partir du réservoir de la dérive. La vitesse de consommation du carburant du réservoir de la dérive est faible en raison de la distance séparant le réservoir de la dérive du centre de gravité (long bras de levier) et le centre de gravité est maintenu de façon stationnaire, dans sa position arrière extrême (optimale pour un vol de croisière) pendant la majeure partie de la période de croisière.

La figure 5 montre l'avion dans sa position de montée après décollage.

Le stabilisateur 41 présente normalement une incidence négative pendant cette période. La soupape de dosage 32 est fermée, de même que la vanne 40 sensible à l'altitude. Aucun carburant ne sort du réservoir de la dérive. La mise sous pression des réservoirs d'ailes est établie et du carburant est par conséquent consommé à partir des réservoirs latéraux 15, 15', en provoquant un déplacement progressif du centre de gravité vers l'arrière à mesure que les réservoirs centraux 13, 13', 14, 14' se vident. Lorsque le centre de gravité atteint une position proche de la limite arrière, l'augmentation de l'incidence du stabilisateur provoque l'ouverture de la soupape de dosage 32 mais une alimentation en carburant à partir du réservoir 30 de la dérive est empêchée par la vanne 40 sensible à l'altitude. Lorsque la limite arrière

de position du centre de gravité est atteinte, l'augmentation de l'incidence du stabilisateur provoque une ouverture de la soupape 251 et une fermeture de la soupape 181 et par conséquent une suppression de la pression dans les réservoirs d'ailes de façon à arrêter le déplacement du centre de gravité vers l'arrière par suite de la consommation du carburant des réservoirs d'ailes.

La figure 6 montre l'avion dans la position d'ascension à grande vitesse.

La séquence des opérations de commande de l'assiette de l'avion est la même que sur la figure 5 mais c'est dans cette position que l'incidence du stabilisateur risque de s'écarter le plus de l'incidence utilisée dans la position de croisière pour la même position du centre de gravité. La vanne 40 sensible à l'altitude doit par conséquent être maintenue fermée. Comme sur la figure 5, certaines conditions peuvent entraîner un déplacement du centre de gravité vers sa limite arrière, à la suite de quoi une augmentation de l'incidence du stabilisateur au-delà d'une valeur prédéterminée provoque la suppression de la pression dans les réservoirs d'ailes. La position spécifique de l'avion correspond à un faible chargement, avec centre de gravité à l'arrière, avec remplissage partiel en carburant des réservoirs d'ailes au décollage mais avec du carburant dans le réservoir de la dérive. La vanne 40 sensible à l'altitude peut être neutralisée manuellement par le pilote, lorsqu'il le désire.

La figure 7 montre la position de descente de l'avion. Le centre de gravité se trouvant en arrière, une incidence positive du stabilisateur provoque l'ouverture de la soupape de dosage 32 et, dans certaines circonstances et en fonction de l'altitude, elle provoque également un arrêt de la mise sous pression des réservoirs d'ailes. Pour une position avancée du centre de gravité, la diminution de l'incidence du stabilisateur continue à provoquer une mise sous pression des réservoirs d'ailes et la soupape de dosage 32 est fermée. En fonctionnement cependant, il est à prévoir que le réservoir de la dérive sera vidé dans les réservoirs d'ailes latéraux par sélection manuelle avant l'atterrissage. Dans des circonstances normales, il est à prévoir que l'avion atterrira avec les réservoirs latéraux d'ailes et le réservoir de la dérive vides.

De préférence, la pression dans l'installation est supprimée au décollage en réponse à un signal émis par le train d'atterrissage dans sa position sortie et l'installation reste dans cet état jusqu'à ce que l'avion soit porté par l'air, avec son train d'atterrissage rentré, en vue d'obtenir une position avancée du centre de gravité pendant la course de décollage, ce qui est souhaitable pour assurer une direction efficace de l'avion par la roue avant (non représentée).

Bien entendu, l'invention n'est pas limitée au mode de réalisation représenté et décrit qui n'a été choisi qu'à titre d'exemple.

#### RÉSUMÉ

L'invention a pour objet un avion du type comportant au moins deux réservoirs de carburant disposés dans chaque aile décalés longitudinalement de manière que les réservoirs latéraux soient situés plus en arrière que les réservoirs centraux, cet avion étant remarquable notamment par les caractéristiques suivantes considérées séparément ou en combinaisons :

1° Il est prévu des moyens pour alimenter en carburant le ou les moteurs de propulsion, ces moyens étant agencés de manière à retirer simultanément du carburant des réservoirs situés le plus en arrière, c'est-à-dire des réservoirs latéraux de chaque aile, ainsi que des moyens pour transférer le carburant extrait des réservoirs centraux dans les réservoirs latéraux au fur et à mesure que du carburant est fourni au ou aux moteurs à partir de ces réservoirs, afin que le centre de gravité de l'avion se déplace vers l'arrière à mesure que du carburant en provenance des réservoirs d'ailes est consommé;

2° Lesdits moyens pour transférer du carburant des réservoirs centraux dans les réservoirs latéraux comprennent un dispositif de mise sous pression des réservoirs;

3° L'avion comporte au moins un autre réservoir de carburant à son extrémité arrière ainsi que des moyens, actionnés en réponse à des modifications de la position du centre de gravité de l'avion et agencés de façon à alimenter le ou les moteurs en carburant en provenance dudit réservoir arrière, lorsque le centre de gravité atteint une position longitudinale désirée, avec un débit qui arrête le déplacement du centre de gravité vers l'arrière en contre-balançant le déplacement vers l'arrière du carburant dans les réservoirs d'ailes;

4° L'avion comporte un plan fixe horizontal

stabilisateur à incidence variable et lesdits moyens actionnés en réponse à des modifications de la position du centre de gravité comprennent une soupape de dosage actionnée en réponse aux réglages d'incidence du stabilisateur et montée dans une tuyauterie de carburant entre le réservoir arrière et le ou les moteurs;

5° Le conduit d'alimentation en carburant comporte une vanne de commande sensible à l'altitude de manière à couper l'alimentation en carburant à partir du réservoir arrière aux basses altitudes;

6° Lesdits moyens pour transférer du carburant des réservoirs centraux d'ailes dans les réservoirs latéraux d'ailes sont commandés par un dispositif actionné en fonction de la position du centre de gravité de l'avion;

7° Le système d'alimentation en carburant du ou des moteurs de propulsion comprend des pompes comportant des entrées agencées pour recevoir du carburant alternativement en provenance des réservoirs latéraux (lorsque les moyens de transfert de carburant sont actifs) et en provenance des réservoirs centraux (lorsque les moyens de transfert de carburant sont inactifs);

8° Les réservoirs de carburant dans chaque aile comprennent un premier réservoir central dans la partie centrale de l'aile, ce réservoir étant relié au moyen d'une boîte de régulation d'écoulement à un second réservoir central intermédiaire placé dans l'implanture d'aile et dont le fond est relié par un conduit de transfert au fond d'un troisième réservoir latéral;

9° Les entrées des pompes sont situées dans le second et dans le troisième réservoir.

Société dite :

BRITISH AIRCRAFT CORPORATION  
(OPERATING) LIMITED

Par procuration :

Cabinet LAVOIX

N° 1.511.741

Société dite :

3 planches. - Pl. I

British Aircraft Corporation (Operating) Limited

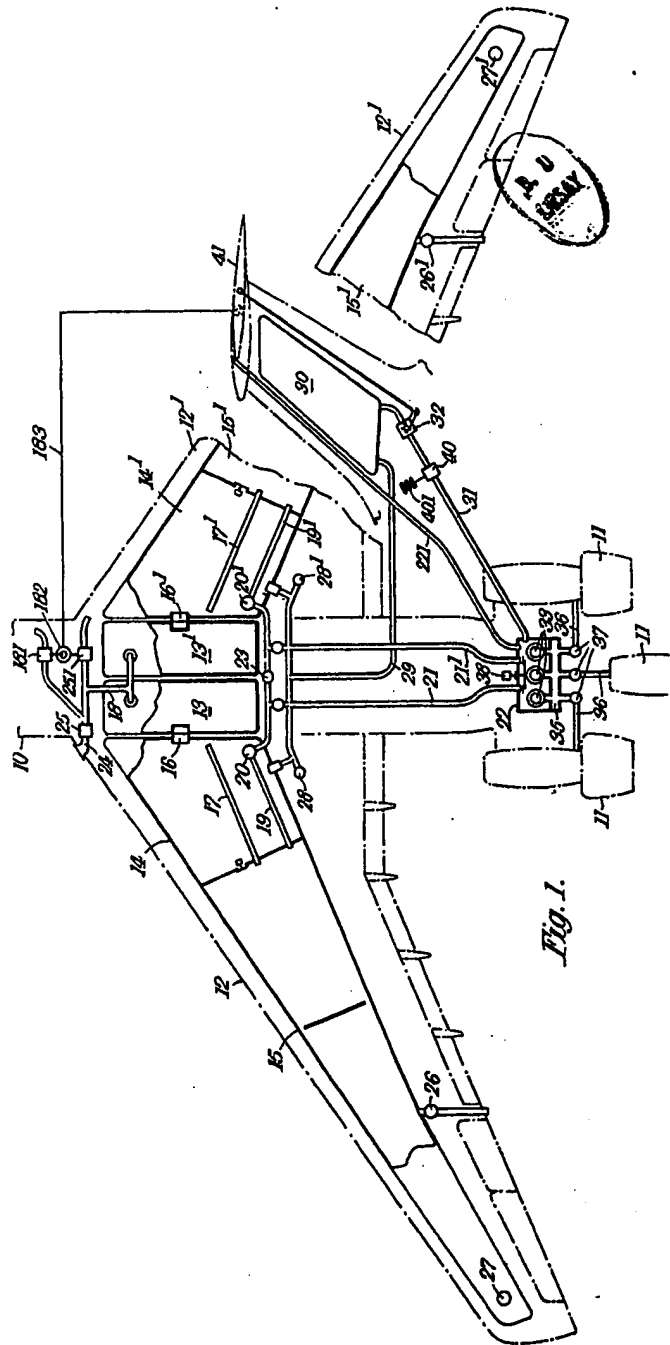
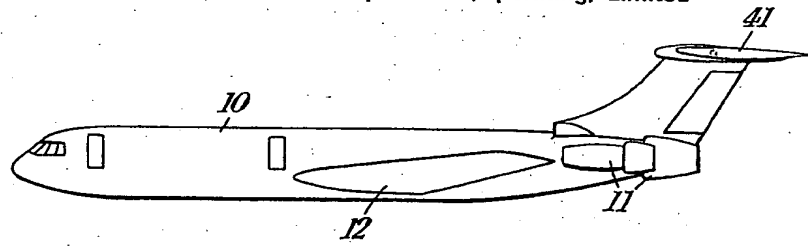
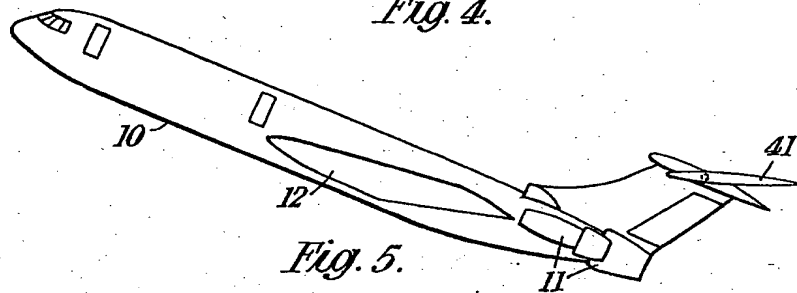


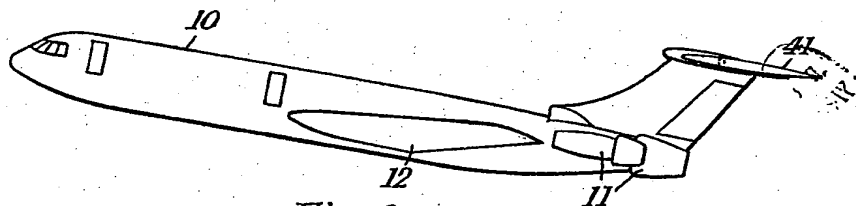
Fig. 1.



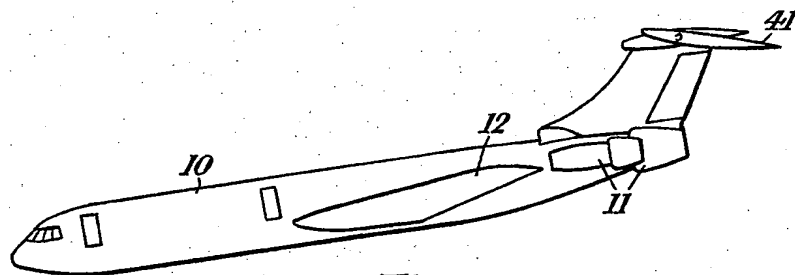
*Fig. 4.*



*Fig. 5.*



*Fig. 6.*



*Fig. 7.*